

천음속 난류 유동장에서의 다중체 항공기 형상의 공력 설계 도구의 개발

이 병 준,¹ 이 준 석,^{*2} 임 진 우,³ 김 중 암⁴DEVELOPMENT OF AERODYNAMIC SHAPE OPTIMIZATION TOOLS
FOR MULTIPLE-BODY AIRCRAFT GEOMETRIES OVER TRANSONIC TURBULENT FLOW REGIMEB.J. Lee,¹ J.S. Lee,^{*2} J.W. Yim,³ and Chongam Kim⁴

A new design approach for a delicate treatment of complex geometries such as a wing/body configuration is arranged using overset mesh technique under large scale computing environment for turbulent viscous flow. Various pre- and post-processing techniques which are required of overset flow analysis and sensitivity analysis codes are discussed for design optimization problems based on gradient based optimization method (GBOM). The overset flow analysis code is validated by comparing with the experimental data of a wing/body configuration (DLR-F4) from the 1st Drag Prediction Workshop (DPW-I). In order to examine the applicability of the present design tools, careful design works for the drag minimization problem of a wing/body configuration are carried out by using the developed aerodynamic shape optimization tools for the viscous flow over multiple-body aircraft geometries.

Key Words : 공력 최적 설계(Aerodynamic Shape Optimization), 다중체(Multiple-Body Geometry), 겹침 격자계(Overset Mesh System), 매개 변수법(Adjoint Approach), 구배법(Gradient Based Optimization Method)

1. 서 론

컴퓨터 하드웨어의 급속한 발달에 힘입어 전산 유체 역학 분야는 점차 계산 비용이 큰 복잡한 물체 주위의 대용량 계산, 복잡한 유동 현상에 대한 정확도 향상 등[1,2] 과거에 수행하지 못했던 주제들을 다루고 있다. 최근에는 미 항공 우주 학회(AIAA)에서 주관하는 Drag Prediction Workshop(DPW)을 통해 다양한 격자계와 해석 코드를 이용하여 날개/동체 형상(W/B), 날개/동체/나셀/파일린(W/B/N/P) 형상 등 다중 물체의 공력 성능을 보다 정확하게 계산할 수 있는 방법을 모색하고 있다[3,4]. 이러한 노력은 공력 설계 분야에서도 최근 두드러지게 나타나고 있다. 특히 다중 물체의 표현을 위해 비정렬 격자계(unstructured system), 다중 격자계(multi-block system) 등의 다양한 격자시스템을 적용한 복잡한 항공기 형상의 공력 설계 기법에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다. 1990년대 이

후 공력 설계의 자유도를 높이기 위해 효율적으로 많은 설계 변수를 이용하여 민감도 해석을 수행할 수 있는 매개 변수법(adjoint approach)이 각광받기 시작했다[5-10]. 매개 변수법은 설계 변수의 수에 정비례하여 계산 비용이 증가하는 유한 차분법(Finite Difference Method), 직접 미분법(Direct Differentiation)[5]이나 복소 미분법(Complex Step Derivative)[11]과는 달리, 설계 변수의 수가 증가해도 계산 비용이 거의 늘어나지 않기 때문에 익형 설계, 날개 표면 설계 등 높은 자유도를 요구하는 설계 문제에서는 가장 그 적용 가능성이 높은 방법이다[5]. 2000년대에 들어 이 매개 변수 법을 보다 복잡한 형상의 설계에 적용하기 위해 Jameson 등은 다중 격자계를 이용하여 고양력 장치 설계 및 비점성[6], 점성[7] 유동장에서 W/B형상에 대한 날개 표면 설계, planform 설계 및 다점 설계 연구를 수행하였다. 다중 격자계의 경우 단일 격자계에 적용된 매개 변수 민감도 해석 공식을 별다른 변형 없이 사용할 수 있어 확장이 용이하고, 정렬 격자계 기반으로 해의 정확도를 충분히 보장할 수 있다. 하지만 복잡한 형상일수록 형상 표현의 제약이 많아 격자 제작 시간이 길고, 격자 블록의 topology가 복잡하여 변형이 큰 설계 문제에서는 자동화된 변

1 정희원, 박사후과정 연구원, 서울대학교 기계항공공학부

2, 3 학생회원, 박사과정, 서울대학교 기계항공공학부

4 정희원, 부교수, 서울대학교 기계항공공학부

* Corresponding author, E-mail: chongam@snu.ac.kr

형이 어려워 최적 설계에 적용이 쉽지 않은 단점을 갖고 있다.

Nielsen (1998)[8], Kim (2006)[9], Mavriplis (2007)[10] 등은 비정렬 해석 코드를 미분하여 매개 변수 민감도 해석 코드를 개발 하였으며, 이를 적용하여 W/B, W/B/N/P형상 등 다양한 다중 물체 주위의 점성 유동장에 대해 최적 설계를 수행하였다. 비정렬 격자의 경우 형상에 대한 제약을 거의 받지 않으므로 다중 물체로의 확장이 아주 용이하고 복잡한 물체의 표현이 쉬운 격자계이다. 그러나 비정렬 격자계의 경우 정확도 면에서 문제가 있으며, 정렬 격자계와 비슷한 수준의 해상도를 갖는 해를 얻기 위해서는 훨씬 더 많은 메모리양과 계산 비용을 필요로 하여 계산의 효율성이 가장 우선 시 되는 최적 설계 문제에 적용하기에는 아직 많은 개선이 요구된다. 본 연구에서 적용된 겹침 격자계의 경우 두 격자 시스템의 장점을 동시에 가지므로 현재에도 NASA 등에서 다양한 다중 물체 형상 주위 공력 해석 응용문제에 적용되고 있다[1,12]. 특히 설계 문제로의 확장에 있어 겹침 격자계의 단순한 블록 topology는 상당한 수준의 형상 표현 및 변형의 자유도를 보장할 수 있다. 블록과 블록 사이의 경계면이 일치하지 않아도 되므로 격자계 구성이 쉽고 각 부품의 이동이나 교체/변형이 자유로워 자동 최적 설계에 적합하다. 또한 정렬 격자 기반이며 topology 측면에서도 단순한 블록들로 구성되므로 오히려 다중 격자계에 비해 더 양질의 격자를 얻을 수 있다는 장점이 있다. 다만, 블록간의 내삽을 통해 유동 정보를 교환하므로 블록 경계면에서 물성치의 보존이 이뤄지지 않아 정확도를 해칠 위험성이 있지만, 이 또한 향후 보존적 겹침 격자 기법으로의 확장 등을 통해서 해결이 가능하다. 이러한 장점에도 불구하고 겹침 격자 유동 해석 코드 기반의 민감도 해석 코드 및 설계 도구는 세계적으로도 몇몇 소수 연구자에 의해서만 이루어졌다. Kim 등[13]에 의해 2차원 난류 점성 유동 해석 코드를 미분하여 교양력 장치 설계가 수행된 바 있고, Liao 등[14]은 연속 매개 변수법(continuous adjoint approach)과 3개의 비교적 단순한 블록으로 이루어진 겹침 격자계를 이용한 비점성 유동장에서 터빈 블레이드 설계를 수행하였다. 본 연구에서는 겹침 격자계를 이용하여 본격적인 항공기 공력 설계에 적용할 수 있는 차분 매개 변수법(discrete adjoint approach) 기반의 난류 점성 민감도 해석 코드를 개발하였다. 후처리 기법인 S-BIG(Spline-Boundary Intersecting Grid Scheme)를 개발하여 이를 통해 효율적인 공력 계수 산출과 미분을 수행하였다. 또한, 전처리 기법인 겹침 최적화(overlap optimization)[12]와 sub-cell TFI(Transfinite Interpolation)[15]를 적용하여 복잡하게 겹쳐진 블록간의 유동 정보 전달 관계를 완전 자동화하여 구성할 수 있었으며, 특히 겹침 최적화를 통해 유동해의 정확성을 높이고 민감도 해석 코드의 수렴성을

확보하였다. 표면 격자가 겹친 fuselage 블록-collar 블록, collar 블록-wing 블록, wing 블록-tip 블록 사이의 경계면에서 일치하지 않는 표면 격자계를 planform 좌표계에 대한 사상(mapping)을 통해 부드러운 경계면의 변형이 이루어 질 수 있도록 하였다. 이렇게 개발된 유동 해석 코드를 W/B형상의 공력 실험 결과와 비교함으로써 난류 점성 유동장에서의 타당성을 검증하였고, 실제 문제에 대한 응용가능성을 살펴보기 위해 점성 유동장에서 W/B형상의 항력 최소화 문제를 수행함으로써 다중 물체 주위의 공력 최적 설계에 적용하였다.

2. 수치 기법

다중 격자계나 비정렬 격자계의 경우와는 달리 복잡한 겹침 격자계에 유동 해석 및 민감도 해석 기법을 적용하기 위해서는 몇 가지의 특수한 기법이 필요하다. 먼저, 홀(hole)을 찾고 fringe 및 donor 셀을 지정하는 블록 간 연결 관계(block connectivity)를 구성하기 위해 자동화된 전처리 기법이 필요하다. 또한 표면이 겹쳐진 경우 공력 계수를 산출하기 위해 중복되는 영역을 배제할 수 있는 후처리 코드가 추가적으로 필요하다. 특히 민감도 해석 코드는 공력 계수의 각 설계 변수에 대한 미분을 수행하므로 유동 해석의 후처리 코드의 정확성 및 효율성이 중요한 관심사가 된다. 본 연구에서 사용된 기법은 아래와 같다.

2.1 겹침 최적화(Overlap Optimization)

최근 겹침 격자계를 위한 유동 해석 기법은 급속히 발전하고 있다. 겹침 격자 유동 해석에서 가장 중요한 기법은 일치하지 않는 블록과 블록 사이의 유동 정보 전달을 위한 연결 관계를 구성하는 전처리 기법이다. 세계적으로 PEGASUS[12], BEGGAR[15], DCF3D[16], Overture[17] 등의 전처리 코드들이 발표되었다. 특히 NASA의 OVERFLOW[4] 코드의 전처리 코드인 PEGASUS는 터빈 블레이드 해석, 교양력 장치를 포함한 항공기 전 기체(full-body) 해석, 우주 왕복선, 극초음속 비행체 해석 등 다양한 응용문제를 통해 그 효율성과 강건성을 입증하였다[1,12]. 이러한 응용문제에서는 블록 수가 수십개에 이르며, 이렇게 복잡한 격자계에서 그 블록 연결 관계를 수동으로 정의하는 것은 거의 불가능하다. 결과적으로 최신 버전의 PEGASUS에서는 각 블록의 donor셀과 fringe셀을 자동으로 정의하기 위해 겹침 최적화를 고안하였다. 이 기법은 블록 연결 관계의 정의 뿐만 아니라 donor셀과 fringe셀의 형태나 부피를 고려하여 적절한 내삽 위치를 설정하므로 한 물리 공간에서 각각의 블록이 서로 다른 해를 도출함으로써 진동 현상이 발생하는 것을 최소화할 수 있다. 이러한 내삽 위치의 최적화는 유동 해석 코드의 강건성을 높여주고 해의 정확도를

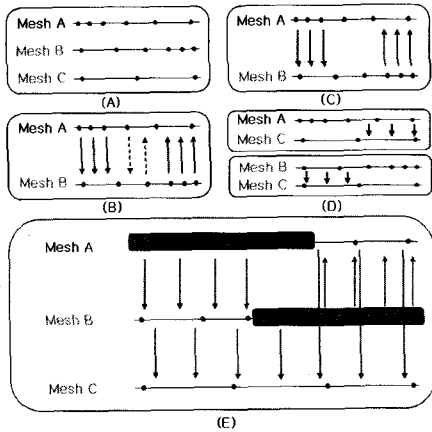
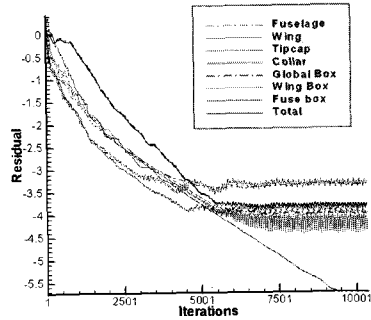
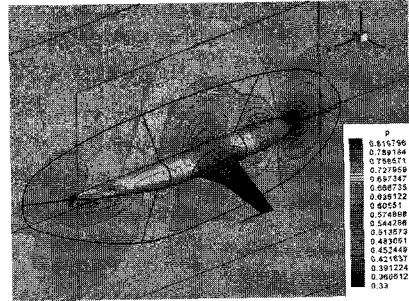


그림 1 Procedure of Overlap Optimization[12]

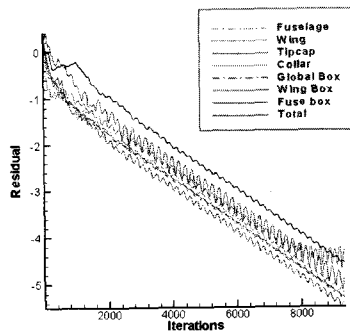
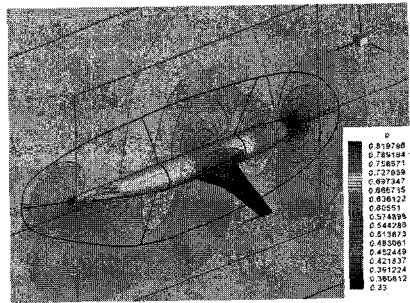
향상 시키는 부가적인 효과를 얻을 수 있게 하였다.

무엇보다 매개 변수 민감도 해석 기법에 적용함에 있어 유동 해석 코드는 각 시간 step에서 잔류량(residual)이 0이라는 가정을 만족시키기 위하여 그 수렴성이 충분히 보장되어야 민감도 해석을 수행할 수 있다. 겹침 최적화를 통해 이러한 유동 해석 코드의 강건성을 높이고 나아가 개발된 민감도 해석 코드의 수렴성을 확보할 수 있다는 데에서 겹침 격자 기법을 매개 변수 코드에 적용하기 위한 가장 우선적으로 필요한 기법이라 하겠다.

기본적인 겹침 최적화의 과정은 그림 1과 같다. 그림에서 주어진 블록 A, B, C는 간단한 3개의 1차원 블록들로 이루어진 같은 물리 공간 상의 겹침 격자계이다. 이들 사이에서 각 블록의 연결 관계를 구성하기 위해, 대진제는 가장 작은 셀에서 유동 함수를 통해 해석을 수행하고 같은 공간의 큰 셀들에서는 이 값을 내삽 받아 사용한다는 것이다. 이를 기반으로 그림 1-(b)의 과정을 통해 물리공간의 왼쪽 셀들은 보다 조밀한 블록 A에서 계산을 수행하고 B는 내삽을 받으며, 오른쪽은 B에서 계산, A에서 내삽을 받는 관계가 구성된다. 여기에서 이 물리 공간의 가운데 부분에서는 블록 A, B의 격자 크기가 유사하므로 서로 초기값 만을 주고받게 되는 'fringe to fringe' 내삽 관계가 성립하므로 이러한 관계를 그림 1-(c)의 'donor remove'를 통해 제거한다. 블록 C의 경우 전 영역에서 A, B에 비해 성긴 격자계이므로 A나 B에서 내삽을 받게 되는데, 이 경우 CDP (Cell Difference Parameter)[12]를 고려하여 셀의 부피와 2차원/3차원 문제의 경우 세장비까지 고려하여 가장 차이가 적은 셀로부터 내삽을 받게 된다. 결국, 그림 1-(d)에서와 같이, 왼쪽 영역은 B로부터, 오른쪽 영역은 A로부터 내삽을 받게 된다. 이러한 과정을 통해 최종적으로 계산 영역(computational domain)과 내삽 영역(interpolated domain)이 정해지며 구성된 블록 간 연결 관계는 그림 1-(e)와 같다.



(a) Manually Assigned Case



(b) Overlap Optimized Case

그림 2 Comparison of Accuracy and Convergence Characteristics

블록 A와 B의 사각형 내부에 포함된 영역이 계산 영역이며 나머지는 각 화살표를 따라 내삽이 이뤄짐을 나타낸다.

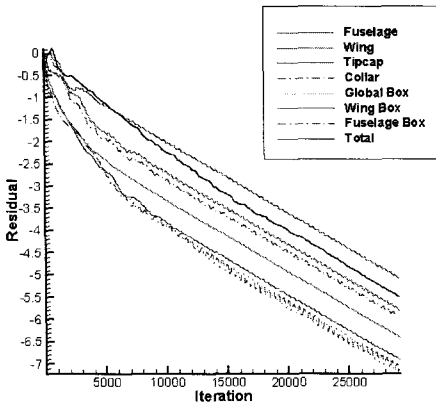


그림 3 Convergence History of Adjoint Solver

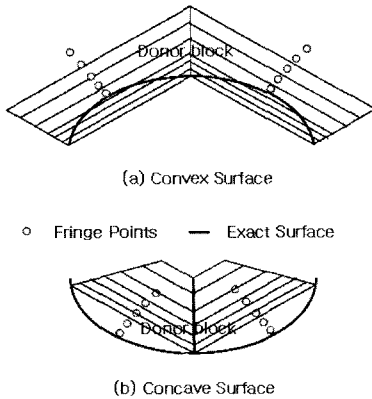


그림 4 Discrete Surface Mismatch on a Curved Surface

그림 2는 위의 수동으로 블록 연결관계를 지정한 경우와 접침 최적화를 통한 경우에 대한 유동 해석 결과 및 각 블록에서의 수렴과정을 나타내고 있다. 접침 최적화를 통해 그림 2(b)의 유동 해들이 각 블록 간 해 일치나 수렴성 면에서 확연히 개선된 것을 알 수 있다. 진술한 바와 같이 유동 해석코드의 수렴성은 민감도 해석 코드의 수렴성에 직접적으로 영향을 미친다. 그림 3은 7블록으로 구성된 DLR-F4 W/B형상의 민감도 해석 코드의 수렴성을 나타내며 접침 최적화를 통해 모든 블록에서 좋은 수렴성을 확보할 수 있음을 확인하였다.

2.2 Subcell-TFI(Transfinite Interpolation)

두 번째 전처리 기법으로 Sub-cell TFI (Transfinite Interpolation)[15]를 들 수 있다. 형상 표면이 겹쳐진 영역의 경우, 두 격자계가 격자 분포가 다르므로 인해 같은 곡면에서 두 블록 사이의 표면 격자가 일치하지 않는 현상이 발생한다. 그림 5에서 표면 수직 방향에 비해 물체 주위의 circumferential 방향으로 과도하게 늘어진 곡면 주위의 2차원

접침 격자계를 단순화하여 나타내었다. 통상적으로 접선 방향의 격자 간격은 수직 방향에 비해 100에서 1000배 가량 된다. 실선으로 나타난 곡선은 실제 표면 정보나 이웃 블록의 표면 격자계를 나타내며, (3x7) 격자는 donor셀들의 집합, 면에서 수직 방향으로 분포된 점은 이웃 블록의 fringe셀들을 나타낸다. 그림 4-(a)에서 표면에서 첫 번째 fringe 셀은 5번째 donor셀 부근에 놓여있다. 높은 Reynolds 수의 난류 점성 유동 해석을 위한 격자의 경우 이러한 현상은 더욱 심해져 경계층을 포착하기 위한 벽면 근처의 조밀한 격자 분포로 인해 경계층 밖의 10~20번째 donor셀 부근에 첫 번째 fringe셀이 존재하게 될 수 있다. 만약 그림 4(b)와 같이 concave한 곡면의 경우 fringe셀들은 이웃 블록의 벽면 아래에 존재하게 되며 이때는 적절한 donor셀을 찾을 수 없게 된다. Convex한 표면의 경우 유동 정보를 받는 fringe셀이 정확한 유동 정보를 받지 못해 오차가 발생할 수 있다면, concave한 표면의 경우에는 donor셀이 없는 fringe셀이 존재하며 이들을 orphan셀이라고 부른다. 이러한 문제를 해결하기 위해 벽면에서 첫 번째 fringe셀들의 위치를 이웃 블록의 표면과 일치시키는 투영 (projection)과정이 필요하며 이때 두 번째 fringe셀 위의 모든 fringe셀은 적절한 위치로 이동시키는 과정이 필요하고, 이렇게 이동한 fringe셀들의 위치를 이용하여 내삽 계수들을 구한다. 단, 실제 유동 해석에서는 수정되지 않은 격자 정보를 이용하며, 이렇게 구성된 fringe셀들의 좌표는 내삽 과정에서만 사용된다. Noack등[15]은 fringe셀들의 새로운 분포를 TFI (Transfinite Interpolation)을 이용하여 정의하고 내삽 계수를 구하기 위해 sub-cell TFI를 개발하였다. 본 연구에서는 collar블록-wing블록, wing블록-tipcap 블록 등의 경계면에서 sub-cell TFI를 적용하여 orphan셀 문제를 해결하였으며, 접침 격자 매개 변수 경계 조건의 미분항을 계산할 때에 이를 적용하여 민감도 해석을 수행하였다.

2.3 Spline Boundary Intersecting Grid(S-BIG) 기법

접침 격자 유동 해석 코드는 공력 계수를 산출하기 위하여 표면 격자가 겹쳐진 영역에서 공기력이 중복 계산되는 것을 방지하기 위해 후처리 코드를 필요로 한다. 대표적으로 알려진 것이 FOMMOCO[18]로 현재에도 널리 이용되고 있는 Zipper격자 기법을 적용하여 후처리 과정을 수행한다. Zipper 격자 기법은 후처리를 위해 겹쳐진 표면 격자들을 재구성하여 정렬-비정렬 하이브리드 형태의 표면 격자를 생성한다. 각 zipper 격자의 물성치는 기존 격자 중 가장 조밀한 격자계에서 내삽을 통해서 구한 후, 각 셀에서의 공력 계수를 적분함으로써 물체에 작용하는 공기력을 분석한다. 민감도 해석을 수행하기 위해 공력 계수의 각 셀의 물성치에 대한 미분을 수행하여야 한다. 그러므로 zipper격자 기법의 내삽 과정은 코

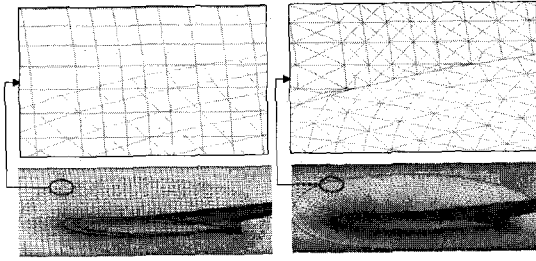


그림 5 Reconstructed Surface Mesh of DLR-F4 W/B Configuration (L: Original Overset Surface Mesh, R: Re-formed Surface Mesh via S-BIG)

드의 제작이나 계산 비용, 정확도 측면에서 비효율적으로 판단되어 본 연구에서는 내삽 과정이 없는 후처리 기법인 S-BIG 기법(Spline Boundary Intersecting Grid Scheme)을 고안하였다. 내삽과정을 제거하기 위하여 블록 단위에서 새로운 격자를 생성하는 것이 아닌 하나의 셀 단위에서 변형을 수행함으로써 변형된 셀 면적의 계산만으로 공력계수를 계산할 수 있도록 하였다. 이를 통해 각 셀에서의 공력계수가 하나의 셀의 함수가 되게끔 정의할 수 있으므로 민감도 해석 시에도 미분 과정을 효율적으로 수행할 수 있고, 병렬 환경에서 계산할 경우 각 프로세서 간의 정보 전달이 거의 없으므로 계산 비용을 절감할 수 있는 장점이 있다. 그림 5는 S-BIG를 적용하여 변형한 collar블록-fuselage블록의 표면 격자계를 구성한 예로 간편하게 표면 격자를 변형하여 공력 계수 계산 및 미분을 수행할 수 있다.

2.4 차분 기반의 매개 변수 민감도 해석

일반적인 차분 매개 변수법(discrete adjoint approach)을 통한 민감도 해석 과정은 식(1)-(4)로 이루어진다. 식(1)는 사슬 법칙(chain-rule)을 통해 구해진 설계 변수에 대한 목적함수의 민감도 식이다.

$$\frac{dF}{dD} = \left\{ \frac{\partial F}{\partial X} \right\} \left\{ \frac{dX}{dD} \right\} + \frac{\partial F}{\partial D} + A^T \left[\left\{ \frac{\partial R}{\partial X} \right\} \left\{ \frac{dX}{dD} \right\} + \left\{ \frac{\partial R}{\partial D} \right\} \right] \quad (1)$$

여기에서 F는 목적함수, D는 설계 변수, X는 격자 및 형상 변수, 그리고 R은 차분화된 지배 방정식이며, A는 매개 변수 벡터로 식(2)의 매개 변수 방정식(adjoint equations)을 식(4)와 같이 내재적 시간적분법으로 계산하여 구한다.

$$\left[\frac{\partial R}{\partial Q} \right]^T A + \left\{ \frac{\partial F}{\partial Q} \right\}^T = \{0\}^T \quad (2)$$

$$\left(\frac{I}{J\Delta t} + \left[\frac{\partial R}{\partial Q} \right]_{VL}^T \right) \Delta A = - \left[\frac{\partial R}{\partial Q} \right]^T A^m - \left\{ \frac{\partial F}{\partial Q} \right\}^T \quad (3)$$

여기에서 I는 단위 행렬, J는 Jacobian 행렬, 그리고 하첨자 VL은 van-Leer 유동함수의 Jacobian 행렬이며, m은 (m)번째 시간 간격을 나타낸다. 유동 해석 코드와 마찬가지로 시간 반복법으로 계산된 매개 변수 벡터는 식(4)와 같이 매 시간 간격에서 갱신된다.

$$A^{m+1} = A^m + \Delta A \quad (4)$$

매개 변수법은 시간 반복(time-iterative)계산을 수행함에 있어 설계 변수의 유동 변수에 대한 미분항을 라그랑지안 계수(Lagrangian multiplier)를 도입하여 소거함으로써 민감도 해석에 필요한 계산 비용이 설계 변수에 수의 증가에 거의 무관하도록 만든 방법으로 목적함수의 수가 적고 설계 변수의 수가 많은 설계 문제에 적합한 민감도 해석 기법이다. 이에 대한 보다 자세한 유도 과정은 참고문헌[5-10]을 참조하기 바란다. 일반적인 매개 변수 방정식의 경계 조건은 식(5),(6)로 구할 수 있다.

$$\left[\frac{\partial R}{\partial Q} \right]^T A + \left[\frac{\partial R_B}{\partial Q} \right]^T A_B + \left\{ \frac{\partial F}{\partial Q} \right\}^T = \{0\}^T \quad (5)$$

$$\left[\frac{\partial R}{\partial Q_B} \right]^T A + \left[\frac{\partial R_B}{\partial Q_B} \right]^T A_B + \left\{ \frac{\partial F}{\partial Q} \right\}^T = \{0\}^T \quad (6)$$

여기에서 하첨자 B는 경계셀을 의미한다. 식(5)을 통해 경계 셀의 매개 변수 벡터 A_B는 (m)번째 시간 간격의 내부 셀의 매개 변수 벡터 A에 의해 갱신된다. 그리고 (m+1)번째 시간 간격에서의 내부셀은 식(5)으로부터 경계조건을 받아 계산을 수행한다. 매개 변수 민감도 해석 코드의 겹침 격자 경계 조건은 식 (5), (6)과 유사한 방법으로 구해 질 수 있으나, 주 격자 블록의 내부/fringe셀과 부격자 블록의 내부/fringe셀에서 구해진 4개의 차분된 지배방정식을 이용하여 유도되므로 식의 숫자가 늘어나게 된다. 이렇게 유도된 겹침 격자 매개변수 경계 조건은 식(7)-(10)로 나타낼 수 있다.

$$\left[\frac{\partial R^M}{\partial Q^M} \right]^T A^M + \left[\frac{\partial R_F^S}{\partial Q^M} \right]^T A_F^S + \left\{ \frac{\partial F^M}{\partial Q^M} \right\}^T = \{0\}^T \quad (7)$$

$$\left[\frac{\partial R^S}{\partial Q^S} \right]^T A^S + \left[\frac{\partial R_F^M}{\partial Q^S} \right]^T A_F^M + \left\{ \frac{\partial F^S}{\partial Q^S} \right\}^T = \{0\}^T \quad (8)$$

$$\left[\frac{\partial R^M}{\partial Q_F^M} \right]^T A^M + \left[\frac{\partial R_F^M}{\partial Q_F^M} \right]^T A_F^M + \left\{ \frac{\partial F^M}{\partial Q_F^M} \right\}^T = \{0\}^T \quad (9)$$

$$\left[\frac{\partial R^S}{\partial Q_F^S} \right]^T A^S + \left[\frac{\partial R_F^S}{\partial Q_F^S} \right]^T A_F^S + \left\{ \frac{\partial F^S}{\partial Q_F^S} \right\}^T = \{0\}^T \quad (10)$$

여기에서 하첨자 F는 fringe 셀, 위첨자 M과 S는 각각 주격자 블록, 부격자 블록을 나타낸다. 식 (10)에서 부 격자의 fringe 셀 값을 그 내부 셀로부터 구하고, 이를 식(7)에서 주격자에 전달하여 다음 시간 간격에서의 주격자 내부 셀 값을 계산한다. 부격자의 내부 셀 값은 식(9)에서 식(8)로 전달하여 계산할 수 있다.

2.5 형상 변형 기법

설계 과정 중에 W/B형상의 겹쳐진 표면 격자를 효율적이고 자유도 높은 격자 변형을 구현하기 위해 실제 물리 공간 상의 (x-y)좌표계에서 planform(u-v)좌표계로의 사상(mapping)을 정의하였다. 두 좌표계 사이의 사상은 식(11)로 정의된다. 그림 에서 나타낸 바와 같이 u는 span방향의 좌표이고, v는 chord방향의 좌표를 나타낸다.

$$\begin{aligned} u &= (y - y_{WROOT}) / B, \\ v &= (x_{TE}(y) - x) / c(y) \end{aligned} \quad (11)$$

여기에서 B는 날개의 span길이, c(y)는 각 y좌표에 대한 chord 길이, 그리고 $x_{TE}(y)$ 는 y위치의 단면에 대한 뒷전의 x 좌표를 나타낸다. 실제 날개 표면의 각 격자점들은 collar블록, wing블록, tipcap블록으로 구성되며, 이들을 planform 좌표계로 변환하여 (u-v)좌표계상에서 불규칙적으로 분포된 점으로 대응된다. 한편 식(11)를 통해 이러한 변환을 수행한 후에는 NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline)함수 [19], Hicks-Henne 함수[20] 등 임의의 형상 변형 함수를 적용하여 격자점을 변형 시킬 수 있으며, 이때 변형된 각 블록의 경계면은 부드러운(smoothness)를 유지하면서 변형된다. 사용된 함수에 관계없이 표면 설계를 위한 격자 변형은 식(12)으로 계산되며, 이에 대한 격자 민감도는 식(13)과 같이 해석적으로 간단히 구할 수 있다.

$$z(u, v) = z_b(u, v) + f(u, v) \quad (12)$$

여기에서 하첨자 b는 baseline모델을 의미하며 설계 변수에 무관한 함수이므로, 격자 민감도는 아래와 같이 f의 설계변수에 대한 미분으로만 표현할 수 있다.

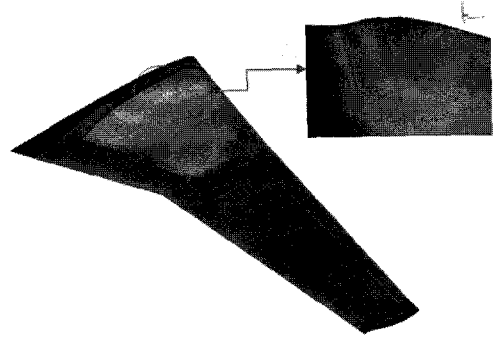


그림 6 Deformation of Surface Meshes at the Overset Block Interface

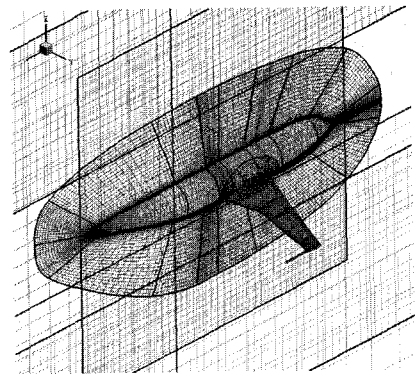


그림 7 Overset Mesh System for the Validation and Design Works (DLR-F4)

$$\left. \frac{\partial z}{\partial \beta_k} \right|_{u,v} = \left. \frac{\partial f}{\partial \beta_k} \right|_{u,v} \quad (13)$$

그림 6은 이러한 변환을 통해 W/B형상의 겹침 격자계에서 날개 표면의 변형량을 임의로 부과하여 변형시킨 결과이다. 같은 위치에 존재하는 격자점들이 동일한 변형량을 갖고 변형됨으로써, 블록 경계를 통해 부드러운 형상 변형을 수행할 수 있음을 살펴보았다. 또한, 겹침 격자계 기반의 설계에서 기존에 사용되던 다양한 형상 변형 함수가 쉽게 적용될 수 있음을 확인하였다.

3. 유동 해석 및 민감도 해석 코드의 검증

3.1 유동 해석 기법 및 계산 격자계

본 연구에 사용된 유동 해석 코드의 지배 방정식은 2방정식 난류 모델과 연계한 3차원 Navier-Stokes방정식이다. 지배 방정식을 일반 직교 좌표계로 변환하고 FVM (Finite Volume Method)을 이용하여 계산을 수행하였다. 잔류량의 계산을 위해 대류항(convection terms)은 Kim 등[21]이 개발한 RoeM 기반의 풍상 차분법(upwind difference method)을 적용하였다. 고

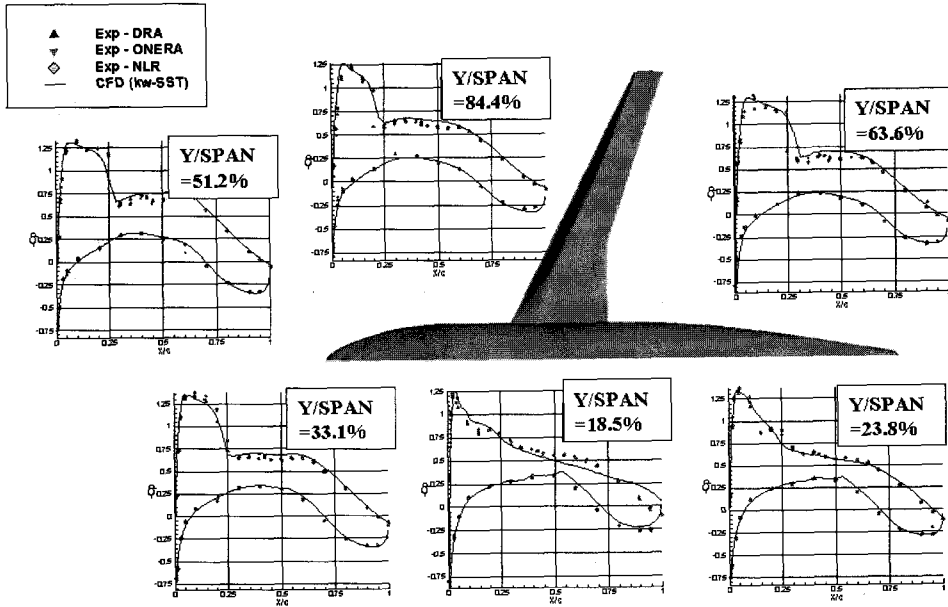


그림 8 Validation of Overset Flow Analysis Code-DLR-F4 W/B (M=0.75, AOA=0°, Re#=3 mil.)

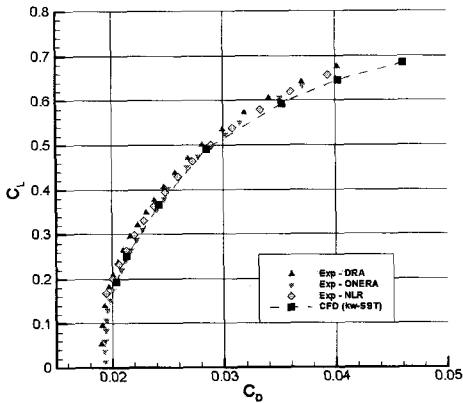


그림 9 Drag-Polar of DLR-F4 (M=0.75, Re#=3 mil)

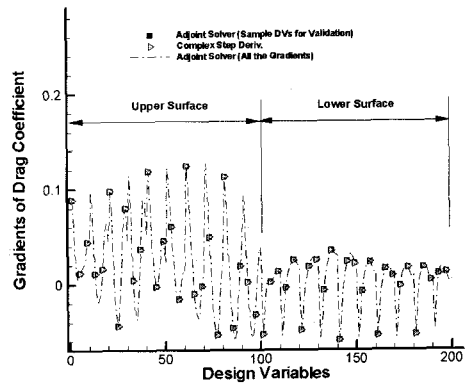


그림 10 Validation of Sensitivity Analysis Results (DLR-F4, Drag Coefficient)

차의 공간 차분화를 위해 MUSCL(Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws)을 이용하여 유동 변수의 외삽을 수행하였다. 고차의 공간 정확도를 가지고 불필요한 진동을 억제하여 단조성을 살리는 TVD(Total Variation Diminishing)기법으로서 van-Leer 제한자(limiter)를 도입하여 사용하였다. 점성항은 compact기법을 이용하여 중심 차분하여 외재적(explicit)으로 적용하였다. 시간적분법은 Yoon 등[22]의 LU-SGS 기법을 채택했다.

유동 해석 및 설계 코드의 검증에 적용된 형상은 DPW-I에서 실험 및 해석 모델로 채택되었던 DLR-F4[23] W/B형상을 사용하였다. 격자계는 그림 7에 제시된 바와 같이 7블록으로 이루어진 겹침 격자계를 적용하였다. 이들은 global

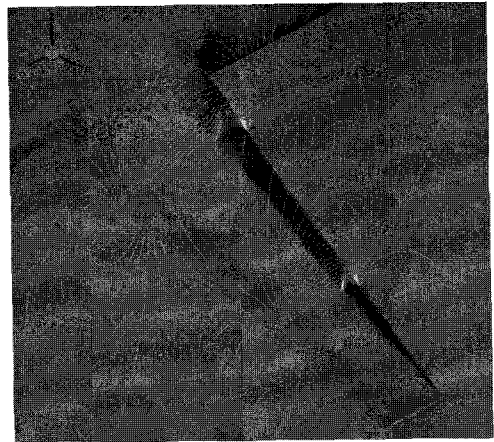
box(77×38×72), fuselage box(84×26×45), wing box(44×37×54)의 box블록들과 fuselage블록(190×41×63:O-O type), collar블록(137×43×42:O-H type), wing블록(137×43×42 :O-H type), tipcap블록(133×43×64: C-type)의 4개의 파트블록으로 이루어져 있다. 총 격자수는 약 176만개이다. 이는 DPW-I에 제공된 겹침 격자계 중 medium격자의 비슷한 크기의 격자계로 적절한 해를 보장할 수 있는 수준으로 알려져 있다[4]. 양질의 격자 질을 유지하기 위해 collar블록과 tipcap 블록이 동체와 날개 사이 그리고 wing-tip부분에 각각 배치되었으며, fuselage 블록은 untrimmed 방식으로 하나의 블록으로 구성되었다.

3.2 유동 해석 코드의 검증

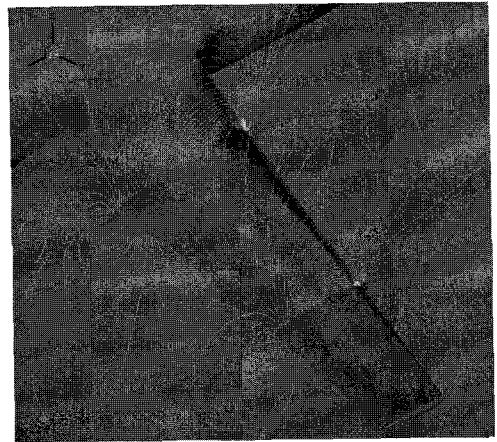
천음속 유동에서는 hole-fringe 경계의 위치가 물체 표면에 가까우면 선형 내삽에 의한 겹침 격자 경계 조건은 팽창 영역과 충격파 영역에서 해의 정확도에 영향을 미칠 수 있다. 그러나 이러한 문제는 겹침 최적화를 통해 hole-fringe 경계를 격자가 조밀한 물체 표면이나 날개 주위에서 멀어지게 함으로써 해결할 수 있다. 개발된 겹침 격자 유동 해석 코드와 전처리 코드의 타당성을 판정하기 위하여 난류 점성 유동장에서의 DLR-F4 W/B형상의 계산 결과를 DRA, ONERA 등[3,4]에서 발표된 실험 결과와 비교하였다. 유동 해석 및 민감도 해석 결과의 검증 및 설계 문제에 사용된 유동 조건은 자유류 마하수 0.75, 받음각 0°이며, 레이놀즈 수는 날개의 평균 chord 길이(mean chord length)에 대해 300만이다. 이 조건은 DPW-I의 검증 케이스로 제시된 조건[3,4] 중 하나로 그림 8의 압력선도에서 나타나듯 날개 표면에 약한 충격파가 발생하며, 날개와 동체 사이에 유동 박리 현상이 관찰되는 조건이다. 검증을 위해 그림 8에서 계산을 통해 도출된 CP곡선을 CL=0.5의 실험 결과와 비교하였다. Top-hat의 위치나 충격파의 위치가 각 날개 단면에 대해 실험치와 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다. 또한 해석 코드의 강건성과 다양한 유동 조건에서 후처리 코드의 정확성을 판단하기 위하여 그림 9에서 drag polar를 자유류 마하수 0.75의 경우에 대해 실험치와 비교하였다. 계산 조건은 받음각 -1.5°, -1.0°, 0.0°, 1.0°, 1.5° 와 2.0°이다. 대체로 실험치와 잘 일치하는 결과를 나타내었으며, 고 받음각으로 갈수록 약간의 오차가 발생하지만 이는 DPW-I에서 제시된 Overflow나 CFL3D 코드의 해석 결과와 유사한 경향으로[3,4] 본 연구에서 사용한 겹침 격자 유동 해석 코드가 타당함을 보여 준다.

3.3 민감도 해석 코드의 검증

민감도 해석 코드의 검증 및 표면 설계를 위한 설계 변수로 각 설계 단면에서 정의된 Hicks-Henne 함수와 선형 내삽을 이용하였다. W/B형상에 대해서는 세장비(aspect ratio)가 크고 kink가 있는 등, 날개의 형상이 복잡하므로 10개의 설계 단면을 설정하여 설계 자유도를 높였다. 각 단면 당 20개의 설계 변수로 총 200개의 설계 변수를 이용하여 검증 및 설계를 수행하였다. 그림 10에서 매개 변수 민감도 해석 결과를 step간격 10-8의 복소 미분법을 통한 민감도[11] 해석 결과와 비교하였다. 미분에 사용된 목적함수는 항력계수를 선정하였다. 복소 미분 계수를 구하는 계산 비용이 하나의 설계 변수당 유동 해석 시간의 3배가량에 이르러 모든 설계 변수에 대한 검증은 과도한 계산 비용을 요구하므로 50개의 설계 변수를 선정하여 검증하였다. 대부분의 설계 변수에 대해 높은 정확도를 보여주고 있음을 확인할 수 있다. 또한, 계산된 구배값



(a) (Baseline Model)



(b) (Designed Model)

그림 11 Comparison of Flow Pattern between the Baseline Model and the Designed Model

들을 살펴보면, 충격파가 있는 날개 윗면이 더욱 민감하게 나타나 향후 설계 과정에서 날개 윗면의 변형이 크게 나타날 수 있음을 예측할 수 있다.

4. 공력 최적 설계

4.1 설계 문제의 정의

본 연구에서 적용한 겹침 격자 기반의 유동 해석, 민감도 해석, 격자 변형 코드 등의 설계 도구를 적용하여 천음속 날개 및 WB형상의 설계 문제를 수행하였다. 최적화 기법은 비구속 구배법의 일종인 BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno) variable metric[24] 기법을 적용하였다. 전술한 대로 매개 변수법은 설계 변수의 수에는 계산 비용이 무관하지만, 목적 함수의 수에는 비례해서 증가하므로 외재적 구속 조건

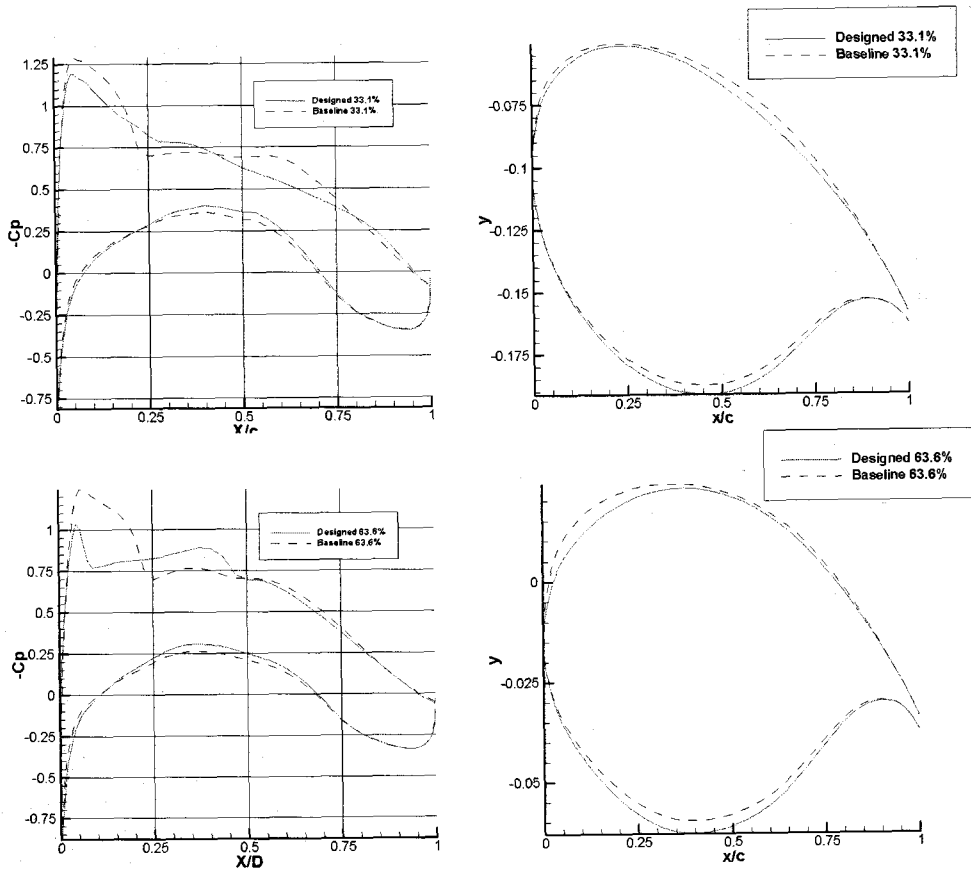


그림 12 Comparison of Cp Curve & Geometric Change (DLR-F4 W/B)

을 사용할 경우 그 효율성이 떨어지는 문제가 발생한다. 그러므로, 본 연구에서는 목적함수 내에 벌칙함수(penalty function) 형태로 구속 조건을 내재적으로 부과하여 사용하였으므로 비구속 구배법을 적용하였다. 일반적으로 천음속 공력 설계 코드의 검증 및 성능 평가에 사용되는 항력 최소화(drag minimization) 문제를 채택하였다. 설계 문제는 식 (17)로 정의된다.

$$\begin{aligned}
 &\text{Minimize: } C_D, \\
 &\text{Subject to } C_L \geq C_{L0} \\
 &C_{L0} = (\text{Lift Coefficient of Baseline Model})
 \end{aligned}
 \tag{17}$$

이를 위해 목적함수는 식 (18)로 정의하였다.

$$\begin{aligned}
 F &= C_D + Wt \times \text{Min}[0, C_L - C_{L0}], \\
 Wt &= \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} / \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}
 \end{aligned}
 \tag{18}$$

구속 조건으로는 양력 계수를 유지 할 수 있는 형태의 벌칙함수를 도입하였고 목적함수와 벌칙함수 두 항에 대해 변량의 균형을 맞추기 위해 가중치를 항력 계수와 양력 계수의 받음각에 대한 민감도 비로 설정하였다.

4.2 날개/동체(W/B)형상의 설계 결과

다중체의 공력 설계에 대한 본격적인 응용문제로서 DLR-F4 W/B형상에 대한 7개의 블록으로 이루어진 겹침 격자 계를 적용하여 난류 점성 유동장에서 항력 최소화 문제를 수행하였다. 설계 과정을 통해 항력 계수가 0.0283에서 0.0254로 10%가량 줄어들었다. 또한, 양력 계수는 0.495로 유지됨을 확인 하였다. 양향비는 17.49에서 19.48로 11.4% 증가하였다. 그림 11에서 DLR-F4 주위의 압력 분포를 설계 모델과 비교한 결과, 날개 윗면에 관찰되던 충격파가 거의 사라졌음을 확인할 수 있었다. 그림 12의 단면 형상 및 CP곡선에서 나타나는 충격파가 유동 가속 구간이 얇아짐에 따라 크게 줄었음

을 알 수 있다.

5. 결 론

항공기 공력 최적 설계를 위해 다중 물체를 표현할 수 있는 겹침 격자 기법과 민감도 해석 기법을 기반으로 한 GBOM 도구를 개발하였다. 개발에 있어 필요한 다양한 기법들에 대하여 논의하였고 이들을 적용하여 실제적인 항공기 형상 설계 문제를 통해 그 성능을 시험하였다.

겹침 격자계의 도입을 위해 겹침 최적화, sub-cell TFI 등을 이용한 전처리 코드, 그리고 S-BIG를 통한 후처리 코드, 형상 변형 코드를 개발 하였다. 특히, 겹침 최적화를 적용하여 유동 해석 코드의 정확성, 강건성 및 수렴성을 증대하였고, 민감도 해석 코드의 수렴성을 확보할 수 있었다. 또한 S-BIG를 고안하여 공력 계수의 산출과 그 미분항의 계산을 보다 정확하고 효율적으로 수행할 수 있었다. 또한, 매개 변수법을 적용하기 위하여 겹침 격자 경계 조건에 적합한 매개 변수식을 유도하여 적용하고, 이를 검증함으로써 천음속 유동장에서 본 민감도 해석 코드의 활용 가능성을 판단하였다.

실제 설계 문제로 항력 최소화 문제를 이용하여, W/B형상의 난류 점성 유동장에서의 공력 최적 설계를 통해 본 설계 도구의 적용가능성을 입증하였다. 다중 물체 공력 설계는 날개 표면 설계를 통한 충격과 완화 뿐만 아니라 유도 항력(induced drag)을 감소시키기 위한 planform설계, 유동 박리 제거 등을 위한 동체 형상 및 날개 위치 최적화, 나아가 W/B/N/P형상 설계 또는 전기체 설계로의 확장 등 다양한 과제가 남아있다. 하지만 제시된 설계 결과는 다중 물체의 공력 설계를 위한 기반을 마련하는 설계 도구의 개발이라는 관점에서 성공적으로 그 성능을 시험하고 검증하였다고 생각된다. 향후 본 연구에서 제시한 설계 도구는 다양한 형상 변형 기법을 추가적으로 적용하면 위에서 언급한 문제들을 해결해 나갈 수 있는 기반 기술이 될 수 있을 것이다. 또한, 보존적 겹침 격자 기법을 도입하면 항공기 형상 뿐만 아니라 내부 유동 최적 설계에도 확장이 가능하여 산업 전반에 걸친 다양한 응용문제에 적용이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 BK-21 서울대학교 기계분야 사업단 및 국방과학 연구소(ADD)의 지원으로 제작되었습니다.

참고문헌

- [1] Chan, William M., Gomez III, Reynaldo J., Rogers, Stuart E., Buning, Pieter G., "Best Practices in Overset Grid Generation," *AIAA Paper 2002-3191*.
- [2] 2005, Kyu Hong Kim, and Chongam Kim, "Accurate, efficient and monotonic numerical methods for multi-dimensional compressible flows: Part II: Multi-dimensional Limiting Process," *Journal of Computational Physics*, Vol.208, Issue2, pp.570-615
- [3] Rumsey, C.L., Biedron, Robert T., "Computation of Flow Over a Drag Prediction Workshop Wing/Body Transport Configuration using CFL3D," *NASA TM-2001-211262*.
- [4] Vassberg, J.C., Buning, P.G., and Rumsey, C.L., "Drag Prediction for the DLR-F4 Wing /Body using OVERFLOW and CFL3D on an Overset Mesh," *AIAA Paper 2002-0840*.
- [5] 1993, Eleshaky, M.E., and Baysal, O., "Aerodynamic Shape Optimization Using Sensitivity Analysis on Viscous Flow Equations," *Journal of Fluid Engineering*, Vol.115, No.3, pp.75-84.
- [6] Reuther, J. and Jameson, A., "Aerodynamic Shape Optimization of Wing and Wing-Body Configuration using Control Theory," *AIAA Paper 95-0123*.
- [7] Leoviriyakit, K., S. Kim, and Jameson, A., "Viscous Aerodynamic Shape Design Optimization of Wings including Planform Variables," *AIAA Paper 2003-3498*.
- [8] Nielsen, E.J., and Anderson, W.K., "Aerodynamic Design Optimization on Unstructured Meshes Using the Navier-Stokes Equations," *AIAA Paper 98-4809*.
- [9] 2006, Salim Koc, Hyung-Jin Kim and Kazhiro Nakahashi, "Aerodynamic Design of Complex Configurations with Junctions," *Journal of Aircraft*, Vol.43, No.6, pp.1838-1844.
- [10] 2007, Mavriplis, Dimitri J., "Discrete Adjoint-Based Approach for Optimization Problems on Three-Dimensional Unstructured Meshes," *AIAA Journal*, Vol.45, No.4, pp.741-750.
- [11] Martins, J.R.R.A., Kroo, I.M. and Alonso, J.J., "An Automated Method for Sensitivity Analysis using Complex Variables," *AIAA Paper 2000-0869*.
- [12] 2003, Rogers, Stuart E., Suhs, Norman E. and Dietz, William E., "PEGASUS 5: An Automated Pre-processor for Overset-Grid Computational Fluid Dynamics," *AIAA Journal*, Vol.41, No.6, pp.1037-1045.
- [13] 2003, C.S. Kim, Chongam Kim, Rho, O.H., "Feasibility Study of Constant Eddy-Viscosity Assumption in Gradient-Based Design Optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.40, No.6, pp.1168-1176.

- [14] Liao, W. and Tsai, H.M., "Aerodynamic Design Optimization by the Adjoint Equation Method on Overset Grids," *AIAA Paper 2006-54*.
- [15] Noack, Ralph W. and Belk, Davy M., "Improved Interpolation for Viscous Overset Grids," *AIAA Paper 97-0199*.
- [16] Meakin, R.L., "Object X-rays for Cutting Holes in Composite Overset Structured Grids," *AIAA Paper 2001-2537*.
- [17] Brown, D.L., Henshaw, W.D., and Quinlan, D.J., "Overture: Object-Oriented Tools for Overset Grid Applications," *AIAA Paper 99-3130*.
- [18] Chan, W.M. and Buning, P.G., "Zipper Grids for Force and Moment Computation on Overset Grids," *AIAA Paper 95-1681*.
- [19] 1997, Pieg, Les., Tiller, Wayne., "The NURBS Book," *Springer*.
- [20] 1978, Hicks, R.M. and Henne, P.A., "Wing design by numerical optimization," *Journal of Aircraft*, Vol.15, No.7, pp.407-412.
- [21] 2003, Sung-soo Kim, Chongam Kim, Oh-Hyun Rho, Seung Kyu Hong, "Cures for the Shock Instability: Development of a Shock-Stable Roe Scheme," *Journal of Computational Physics*, Issue185, pp.342-374.
- [22] S. Yoon, and D. Kwak, "Three- Dimensional Incompressible Navier-Stokes Solver Using Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Algorithm," *AIAA Journal*, Vol.29, pp.874-875.
- [23] Redeker, G., "A Selection of Experimental Test Cases for Validation of CFD Codes," *AGARD-AR-303* Vol.II.
- [24] 1993, "DOT USERS MANUAL Ver.4.0," *VMA Engineering*.